

Damian JOACHIMIAK¹
Piotr KRZYŚLAK²

ANALIZA ROZKŁADU PRĘDKOŚCI W KOMORZE USZCZELNIENIA LABIRYNTOWEGO NA PODSTAWIE BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH I OBLICZEŃ NUMERYCZNYCH

W pracy przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych i numerycznych badania rozkładu prędkości w dziesiątej komorze modelowego segmentu uszczelnienia labiryntowego składającego się z dwudziestu tarcz. Pomiar ciśnienia dynamicznego wykonano sondą Pito i sondą ciśnienia statycznego. Badania eksperymentalne przeprowadzono w trzech płaszczyznach komory. W obliczeniach numerycznych założono warunki termodynamiczne i przepływowe występujące w warunkach pomiaru. Praca zawiera porównanie prędkości osiowych powietrza w wymienionych płaszczyznach uzyskanych z eksperymentu i obliczeń.

Słowa kluczowe: uszczelnienia labiryntowe, badanie rozkładu prędkości

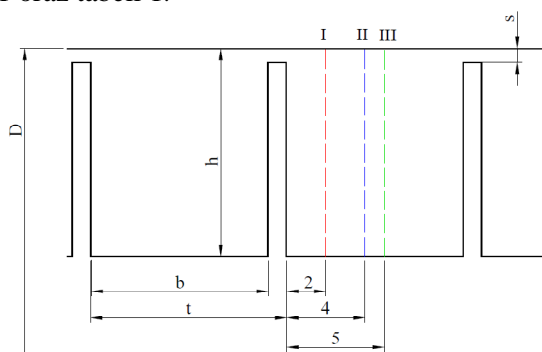
1. Wstęp

Obliczenia numeryczne przepływu gazu w uszczelnieniu labiryntowym jednostronnym zostały opisane w pracy [7]. Zawarto w niej analizę rozkładów prędkości osiowych i ciśnienia statycznego w segmencie uszczelnienia jednostronnego, składającego się z sześciu tarcz i jednostronnego stopniowanego. Analizę pól prędkości i ciśnień w modelowym segmencie uszczelnienia dwustronnego z tarczami prostokątnymi do powierzchni wału i pochylonymi opisano w pracy [8]. W pracy [6] przeprowadzono szczegółową analizę wpływu geometrii ostrzy dławnicy niepełnej na parametry przepływu z uwzględnieniem współczynnika przenoszenia energii kinetycznej. W ramach grantu

¹ Damian Joachimiak, Politechnika Poznańska, 60-965 Poznań, ul. Piotrowo 3, tel. 61 6652209, e-mail: damian.joachimiak@put.poznan.pl

² Piotr Krzyślak, Politechnika Poznańska, 60-965 Poznań, ul. Piotrowo 3, e-mail: piotr.krzyślak@put.poznan.pl

3247/B/T02/2011/40 przeprowadzono serie badań nad modelowymi segmentami uszczelnień labiryntowych, które opisano w pracach [1, 2, 3, 4]. Geometrię analizowanego w tej pracy uszczelnienia jednostronnego przedstawiono na rys. 1 oraz tabeli 1.



Rys. 1. Geometria segmentu uszczelnienia jednostronnego z płaszczyznami pomiarowymi I, II i III

Fig. 1: Geometry of the one-sided seal segment with measuring planes I, II and III

Badany typ uszczelnienia charakteryzuje się znacznym wzrostem przecieku na skutek zwiększenia wysokości szczeliny s . Rysunek 2a przedstawia wartości strumienia masy dla ciśnienia początkowego i końcowego o wartościach $p_0 = 202700$ Pa i $p_k = 109760$ Pa w segmencie składającym się z dwudziestu tarcz o średniej wysokości szczelin $s = 0,3; 0,5; 0,7; 1$ mm.

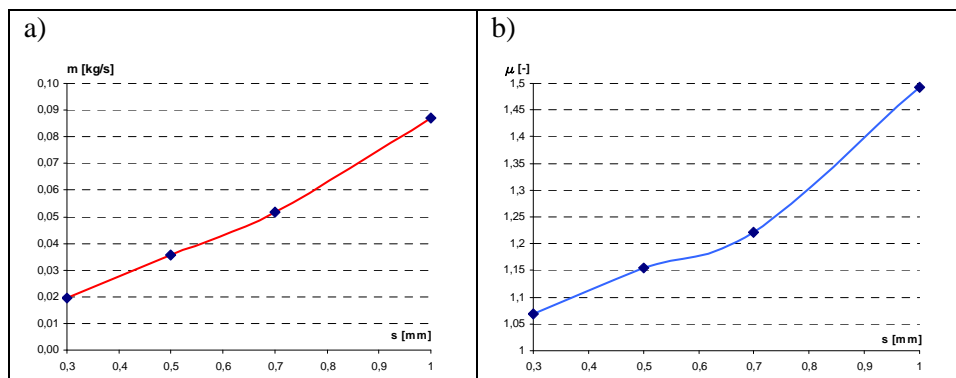
Tabela 1. Geometria badanego uszczelnienia

Table 1. Geometry of the tested seal

Nazwa	Oznaczenie	Wymiar	Jednostka
średnica zewnętrzna	D	150	mm
podziałka	t	10	mm
wysokość szczeliny	s	0,5	mm
długość komory	b	9	mm
wysokość uszczelnienia	h	10	mm
ilość szczelin	n	20	-

Uszczelnienia jednostronne charakteryzują się dużą wartością współczynnika przepływu. Współczynnik ten $\mu = \dot{m}/\dot{m}_t$ zdefiniowany jest, jako iloraz strumienia masy uzyskanego z pomiarów do wartości teoretycznej obliczonej w pro-

gramie DSV [2,4]. Wartości współczynnika przepływu znacznie wzrasta na skutek zwiększenia wysokości szczeliny s (rys. 2 b).



Rys. 2. Wartości: a) strumienia masy, b) współczynnika przepływu w zależności od wysokości szczeliny s dla segmentu jednostronnego

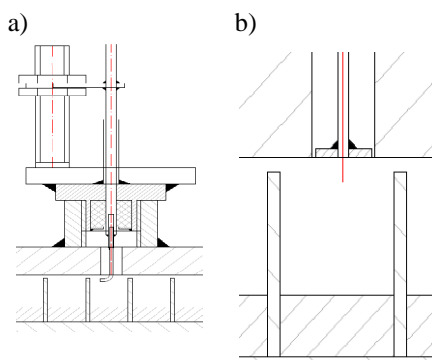
Fig. 2. Values of: a) mass flow, b) flow rate depending on the gap height s for one-sided segment

Uzyskany z pomiarów współczynnik przepływu o wartości większej niż 1 (rys. 2b) wynika z przenoszenia energii kinetycznej strugi gazu pomiędzy kolejnymi szczelinami. Zjawisko to spowodowane jest zbyt małą dyssypacją energii kinetycznej w komorze i jej małą długością w stosunku do wysokości szczeliny. W wyniku, czego w górnej części komory pomiędzy szczelinami tworzy się stożek dużej prędkości. Powoduje to, występowanie znacznej prędkości gazu przed następną szczeliną i wywołuje wzrost strumienia masy przepływającego w uszczelnieniu.

2. Metoda pomiaru

Pomiar ciśnienia dynamicznego wykonano rurką Pito. Do pomiaru ciśnienia statycznego wykorzystano sondę tarczową. Obie sondy wyposażono w układ trawersujący, umożliwiający precyzyjną regulację położenia punktu pomiarowego. Rurkę Pito i sondę ciśnienia statycznego umieszczano w płaszczyznach pomiarowych komory (rys. 1) poprzez regulację położenia wzdłużnego wsadu uszczelnienia względem korpusu (rys. 3 a, b). Pomiaru ciśnienia statycznego i dynamicznego dokonano w trzech płaszczyznach znajdujących się w dziesiątej komorze uszczelnienia. Pomiar ciśnienia dynamicznego wykonano za pomocą przetwornika różnicy ciśnienia. Na podstawie wartości ciśnienia dynamicznego określono prędkości gazu występującą w osi sondy Pito. Do badań użyto przetwornik ciśnienia różnicowego o zakresie pomiarowym $0 - 0,25 \cdot 10^5$ Pa i dokładności 0,2 % zakresu pomiarowego. Błąd pomiaru ciśnienia dynamicznego

przetwornika wynosił $\Delta p_d = \pm 50$ Pa. Przeliczona niedokładność określenia prędkości dla parametrów termodynamicznych powietrza w płaszczyznach pomiarowych wyniosła $\Delta c = \pm 7,4$ m/s. Pomiar ciśnienia dynamicznego w płaszczyznach pomiarowych dokonano przez zmianę położenia sądy Pito (rys. 1, 3a) co 0,5 mm. Sonda ciśnienia statycznego, została umieszczona tak, aby jej płaszczyzna pomiarowa była na tej samej wysokości, co powierzchnia wewnętrzna korpusu (rys. 3 b).



Rys. 3. Układ trawersujący i sondy: a) Pito, b) ciśnienia statycznego

Fig. 3. Traverse system and a) Pito probe, b) static pressure probe



Rys. 4. Sondy Pito i ciśnienia statycznego zamontowane na korpusie stanowiska

Fig. 4. Pito and static pressure probes mounted on the casing stand

3. Założenia do obliczeń numerycznych

3.1. Geometria

W badanym segmencie uszczelnienia przepływ gazu jest osiowosymetryczny. W obliczeniach numerycznych uwzględniono fragment uszczelnienia o grubości $l = 0,1$ mm. Średnica zewnętrzna segmentu wynosiła $D = 0,15$ m. Wymiar siatki oszacowano na podstawie parametrów przepływowych występujących w obliczanym obszarze. Miejsca, w których panują duże gradienty prędkości, przyspieszenia czy zmiany ciśnienia wymagają siatki o najmniejszych

wymiarach. Wielkość siatki oszacowano dla parametrów występujących w ostatniej szczelinie segmentu, w której prędkości gazu są największe.

3.2. Warunki brzegowe

W płaszczyźnie wlotowej do obszaru obliczeniowego zadano strumień masy i temperaturę sprężonego powietrza dopływającego do modelu dławnicy w warunkach pomiaru (tab. 2) oraz normalny kierunek prędkości do tej płaszczyzny o małym stopniu turbulencji. W płaszczyźnie wylotowej zadano średnie ciśnienie statyczne będące wartością zmierzoną.

Tabela 2. Parametry termodynamiczne i przepływowe sprężonego powietrza uzyskane z pomiarów założone w warunkach brzegowych do obliczeń numerycznych

Table 2. Thermodynamic and flowing parameters of compressed air obtained from measurements assumed in the boundary conditions for numerical computations

Nazwa	Oznaczenie	Wymiar	Jednostka
ciśnienie przed segmentem	p_0	$2 \cdot 10^5$	[Pa]
ciśnienie za segmentem	p_1	$1,05 \cdot 10^5$	[Pa]
temperatura początkowa	T_0	296	[K]

Założony strumień masy przed uszczelnieniem i ciśnienie statyczne za uszczelnieniem warunkuje uzyskanie wynikowego rozkładu ciśnienia w płaszczyźnie wlotowej. W obszarze obliczeniowym uwzględniono zachowanie równań ciągłości, energii, pędu i dyssypację energii kinetycznej. Do analizy przepływu gazu w dławnicy wybrano model turbulencji SSG. Warunkiem zakończenia obliczeń iteracyjnych, oprócz osiągnięcia odpowiednio niskich wartości RMS wybranych parametrów, jest uzyskanie założonej dokładności ciśnienia statycznego w płaszczyźnie wlotowej i założonego strumienia masy w płaszczyźnie wylotowej.

3.3 Dobór modelu turbulencji

Model turbulencji SSG należy do grupy modeli naprężeń Reynoldsa, bazujących na równaniach transportu dla sześciu składników tensora naprężeń turbulentnych oraz dyssypacji energii kinetycznej turbulencji. Uwzględnia on anizotropię tensora naprężeń Reynoldsa, dlatego powinien być on najbardziej odpowiedni do symulacji złożonych przepływów [5, 9]. W modelach naprężeń Reynoldsa moduł wykonawczy programu CFX rozwiązuje równania transportu naprężeń Reynoldsa, które można napisać, jako:

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (U_k \rho \bar{u}_i \bar{u}_j) - \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\left(\mu + \frac{2}{3} C_s \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \right) \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_k} \right] =$$

$$P_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho \varepsilon + \phi_{ij} + P_{ij,b} \quad (1)$$

Gdzie ε oznacza dyssypację energii kinetycznej, P – człon źródłowy, odpowiedzialny za produkcję energii kinetycznej turbulencji, określony wzorem:

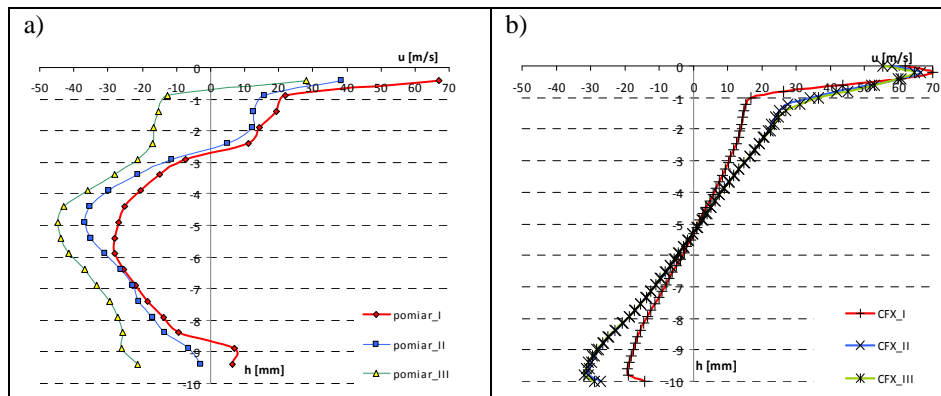
$$P_{ij} = -\rho \left(\bar{u}_i \bar{u}_k \frac{\partial U_j}{\partial x_k} + \bar{u}_j \bar{u}_k \frac{\partial U_i}{\partial x_k} \right) \quad (2)$$

z kolei ϕ oznacza korelację ciśnienie – naprężenie. W modelu SSG korelacja ciśnienie - naprężenie ϕ przybiera postać kwadratową, dlatego model ten może być bardziej precyzyjny od modeli SST, LRR-IP czy LRR-Qi, w których korelacja ciśnienie – naprężenie jest liniowa.

4. Porównanie danych pomiarowych z wynikami symulacji

W obliczeniach numerycznych zadano strumień masy na wlocie i średnie ciśnienie w płaszczyźnie wylotowej. Obliczenia iteracyjne wykonywano do momentu osiągnięcia względnej różnicy strumienia masy w płaszczyźnie wlotowej i wylotowej $\varepsilon_m < 0,8\%$. Informacją o jakości obliczeń numerycznych jest uzyskana wartość średniego ciśnienia statycznego w płaszczyźnie wlotowej. Dla przeprowadzonych obliczeń wyniosła ona $p_0 = 222270$ [Pa]. Względna różnica ciśnienia początkowego odniesiona do wartości występującej w pomiarach wyniosła $\varepsilon_p = 11,1\%$.

Analizę prędkości przeprowadzono w płaszczyznach I, II, III oddalonych od tarczy o 2; 3; i 5 mm (rys. 1). Poziome osie rysunków 4, 5, 6a zawierają wartości prędkości u , natomiast pionowe wysokość komory h , liczoną od ścianki korpusu.

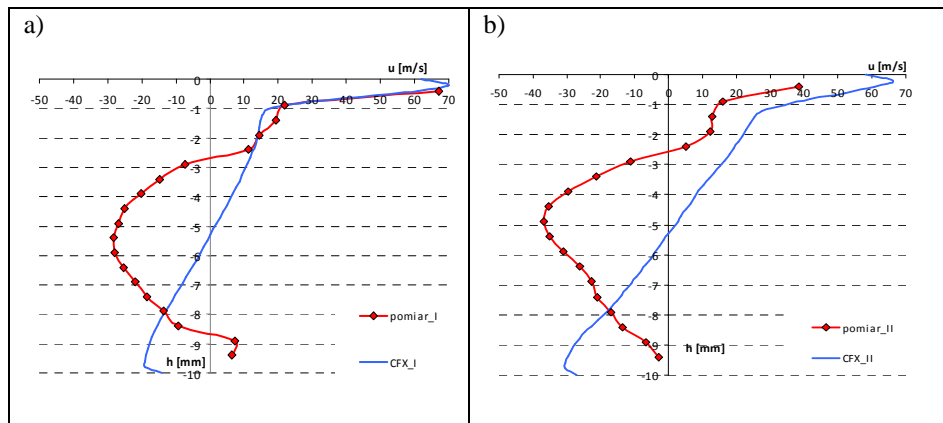


Rys. 5. Rozkład prędkości osiowej zmierzony w płaszczyznach I, II, III; a) dane pomiarowe, b) wyniki obliczeń w programie CFX

Fig. 5. Distribution of axial velocity measured in the planes I, II, III; a) measurement data, b) results of calculations in the CFX

Uzyskane z pomiarów rozkłady prędkości (rys. 5a) wskazują na występowanie w górnej części komory strumienia powietrza o dużej prędkości. Prędkość maksymalną strumienia, która wynosi 68 m/s, można zaobserwować na wysokości $h = -0,4$ mm od powierzchni korpusu. Z danych pomiarowych wynika, że maksymalna prędkość gazu w płaszczyznach pomiarowych II i III znacznie spada i wynosi 38 i 29 m/s. Na wysokości komory od $h = -0,4$ do -1 mm występuje znaczny spadek prędkości. Poniżej $h = -1$ mm zmiany prędkości w płaszczyznach są mniejsze. Uzyskany z pomiaru rozkład prędkości w trzech badanych płaszczyznach wskazuje, że środek cyrkulacji powietrza znajduje się na wysokości $h = -2,6$ mm. Rozkład prędkości obliczony w programie CFX (rys. 5 b) wskazuje na to, że struga powietrza w górnej części komory nie dyssypuje prędkości w tak dużym stopniu jak to wynika z danych pomiarowych. Środek cyrkulacji dla trzech płaszczyzn pomiarowych znajduje się w połowie wysokości komory.

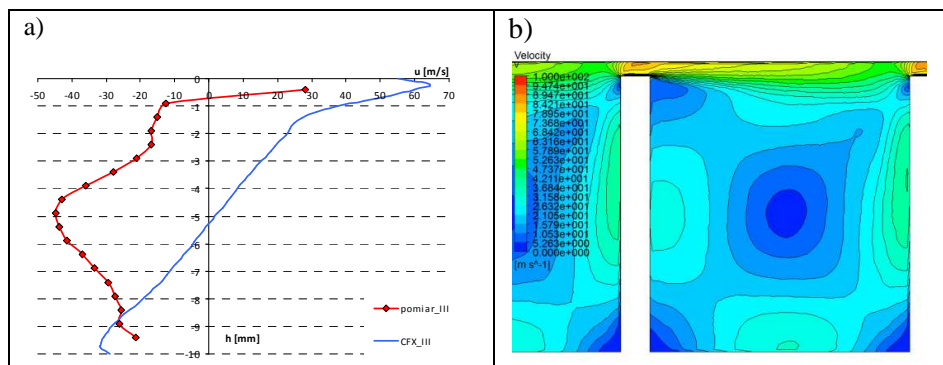
Zmierzone prędkości w płaszczyźnie I, w górnej części komory (rys. 1, 6a), dla h od 0 do $-2,5$ mm są zbliżone do wyników uzyskanych z programu CFX (rys. 6b). Z obliczeń numerycznych wynika, że powietrze uzyskuje prędkość maksymalną równą 68 m/s w odległości $h = -0,3$ mm od powierzchni korpusu. Zmierzone prędkości powietrza poniżej wysokości $h = -2,5$ mm różnią się od wyników z CFX. Uzyskane z pomiaru prędkości od wysokości $-8,5$ mm do $-9,5$ mm wskazują na występowanie wiru w dolnym lewym narożniku komory. Dodatnie wartości prędkości wskazują, że wir ten ma przeciwny kierunek obrotu do wiru głównego (rys. 8). Rozkład wektorów i pól prędkości w komorze uzyskane z programu CFX (rys. 7b, 8) nie wskazuje na występowanie takiego zawirowania.



Rys. 6. Rozkład prędkości uzyskany eksperymentalnie i obliczony za pomocą programu CFX w płaszczyźnie: a) I, b) II

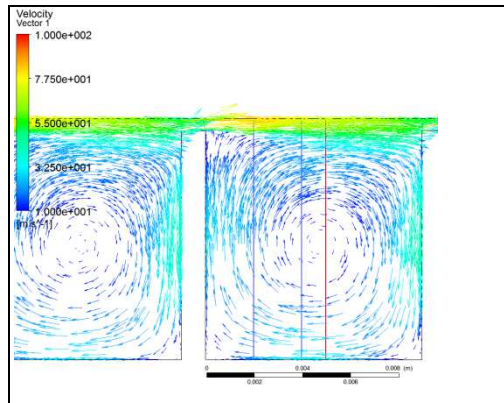
Fig. 6. Distribution of velocity obtained from experiment and calculated in CFX program in the plane: a) I, b) II

Rysunek 6b przedstawia rozkład prędkości zmierzony i obliczony w płaszczyźnie II, oddalonej od szczeliny o 4 mm. Zmierzona maksymalna prędkość powietrza wynosi 38 m/s i jest znacznie mniejsza od uzyskanej z programu Ansys wynoszącej 66 m/s. Uzyskane z pomiaru prędkości w dolnej części komory, są mniejsze niż wynika to z obliczeń numerycznych. Uwzględniając profil prędkości w dolnej części komory, uzyskany w płaszczyznach I i II można wnioskować o znacznych różnicach pól prędkości uzyskanych z eksperymentu i programu CFX (rys. 7b, 8) w tym obszarze.



Rys. 7. Rozkład prędkości uzyskany z pomiaru i programu CFX: a) w płaszczyźnie III, b) pola prędkości obliczone w CFX

Fig. 7. Distribution of the velocity obtained from measurement and CFX program in the plane: a) III, b) the velocity field calculated in CFX program



Rys. 8. Wektory prędkości w badanej komorze uszczelnienia z płaszczyznami pomiarowymi

Fig. 8. Vectors of velocity in the test seal chamber with the measurement planes

W płaszczyźnie III uzyskany z pomiarów rozkład prędkości (rys. 7a) różni się znacznie od obliczonego numerycznie. Rozbieżność ta może być spowodowana małymi prędkościami gazu występującymi w trzeciej płaszczyźnie i stosunkowo dużym błędem pomiaru ciśnienia dynamicznego. Ponadto pomiar ciśnienia dynamicznego może być zakłócony sondą Pito, której trzonek w tej płaszczyźnie położony był blisko następnej tarczy uszczelnienia.

5. Wnioski

Wyniki uzyskane z pomiarów i obliczeń numerycznych wskazują na występowanie strumienia gazu o dużej prędkości w górnej części komory. Dane pomiarowe uzyskane w płaszczyznach I, II i III wskazują, że prędkość powietrza w górnej części komory gwałtownie spada, czego nie można zaobserwować na podstawie obliczeń numerycznych. Rozkłady prędkości i charakter ruchu wirowego uzyskane z pomiaru i obliczone w CFX są rozbieżne. Z obliczeń numerycznych wynika, że w górnej części komory występują głównie składowe poziome prędkości gazu i przy dużych jej wartościach pomiar ciśnienia dynamicznego jest obciążony stosunkowo małym błędem. W środkowej części badanych płaszczyzn I, II i III prędkość gazu nie ma kierunku normalnego do płaszczyzny pomiarowej sondy Pitto (rys. 8), wówczas pomiar ciśnienia dynamicznego może być zaburzony. Linie rozkładu prędkości uzyskane z pomiaru i CFX w środkowej części badanych płaszczyzn mają różny przebieg.

Wyższa wartość ciśnienia statycznego w płaszczyźnie wlotowej uzyskana z obliczeń numerycznych wynika z uproszczonego odwzorowania rzeczywistej geometrii. W warunkach pomiarowych przepływ gazu występuje w przekroju pierścieniowym i jest on osiowo symetryczny. Aby zachować rzeczywiste warunki przepływowe należałoby obszar obliczeniowy zdefiniować, jako fragment obwodu, w którym przepływa czynnik roboczy. Założona geometria do obliczeń posiada większą objętość komór pomiędzy przewężeniami. Skutkuje to tym, że występują w niej dogodniejsze warunki dyssypacji energii kinetycznej niż w warunkach rzeczywistych. W wyniku czego, założona w obliczeniach geometria dławnicy posiada większy opór przepływu niż występuje on w warunkach pomiarowych.

Literatura

- [1] Joachimiak D.: Badanie uszczelnień labiryntowych z upustem, praca doktorska, Politechnika Poznańska, Poznań 2013.
- [2] Joachimiak D., Joachimiak M., Krzyślak P.: The analysis of the calculation process related to labyrinth sealing with extraction, *Int. J. Appl. Mech. Eng.*, 18 (2013) 1057-1066.
- [3] Joachimiak D., Krzyślak P.: Porównanie metod obliczeniowych dławnic labiryntowych oraz wyznaczenie współczynnika przepływu na podstawie danych eksperymentalnych, *Maszyny i urządzenia energetyczne*, Pod redakcją St. Łopaty, Kraków 2013, s.106-1013.
- [4] Joachimiak D., Joachimiak M., Krzyślak P.: Opis programu Dławnica służącego do obliczeń uszczelnień labiryntowych, *J. Mech. Transport Eng.*, 65 (2013) 25-35.
- [5] Kuczkowski M.: Numerical simulation of a turbulent flow through the strongly curved duct with different RANS turbulence model, *Turbomachinery*, 131 (2007) 51-60.
- [6] Tipton D. L., Scott T. E., Vogel T. E.: Analytical and experimental development of a design model for labyrinth seals, Air force wright aeronautical laboratories, Allison Gas Turbine-Division of General Motors Corporation, 1985.
- [7] Vakili, D., Meganathan, A.: An Experimental and numerical study of labyrinth seal flow, *Proc. ASME Turbo Expo 2005*, Vol. 3, Part B, pp. 1121-1128.
- [8] Wittig S., Schelling, U., Kim, S., Jacobsen, K.: Numerical predictions and measurements of discharge coefficients in labyrinth seals, *ASME 87-GT-188*, 1987, pp. 1-7.
- [9] ANSYS Academic Research, Release 14, Help System, ANSYS, Inc.

ANALYSIS OF THE VELOCITY DISTRIBUTION IN THE CHAMBER OF LABYRINTH SEAL ON THE BASIS OF EXPERIMENTAL RESEARCH AND NUMERICAL CALCULATIONS

Summary

The paper presents the results of the experimental and numerical studies of the velocity distribution in the tenth chamber of labyrinth seal of model segment consisting of twenty discs. The measurement of the dynamic pressure was carried out by using both Pito and static pressure probes. Experimental tests were carried out at three planes of the chamber. In numerical calculations thermodynamic and flow conditions occurring during the measurement were assumed. The work includes a comparison between the experimental and calculated values of axial air velocities at above mentioned planes.

Keywords: labyrinth seals, research of velocity distribution

DOI: 10.7862/rm.2014.24

Otrzymano/received: 15.05.2014

Zaakceptowano/accepted: 20.06.2014